



مطالعه و بررسی عملکرد یک موتور توربوجت با استفاده از روش تحلیل انرژی و انرژی و انرژی

عرفان عبادتی^{۱*}، جاماسب پیرکندی^۲، محمد احسان مصلحی^۳، امیر عابدی^۴

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، erfanebadati@mut.ac.ir

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، jpirkandi@mut.ac.ir

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ehsanmoslehi@mut.ac.ir

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، amirabedy@mut.ac.ir

*نویسنده مخاطب

چکیده

به دلیل کاهش منابع سوخت‌های فسیلی جهان، رشد قیمت‌های سوخت و نیز افزایش نگرانی‌های زیست‌محیطی، تلاش‌های زیادی در جهت افزایش کارایی موتورهای حرارتی صورت گرفته است. یکی از مهم‌ترین و کاربردی‌ترین تحقیقات در زمینه تحلیل انرژی و انرژی سیستم‌های پیشنهادی صورت گرفته است که با مدل‌سازی و تحلیل ترمودینامیکی سعی در انتخاب بهترین متغیرهای طراحی داشته تا در نهایت با توجه به قانون اول و دوم، مناسب‌ترین عملکرد از موتور مشخص گردد. در مطالعه حاضر که یک موتور توربوجت با اجزاء واقعی در نظر گرفته شده است، سعی شده که معادلات مناسب آن استخراج گردد و نتایج حاصل از تحلیل‌های انرژی و انرژی به بحث گذاشته شود. برای این امر ابتدا با بکارگیری قانون اول ترمودینامیک خروجی‌های سیستم یعنی نیروی رانش ویژه و راندمان‌های سیستم نسبت به پارامترهای ورودی تعیین شدند و هم‌زمان قانون دوم ترمودینامیک جهت تحلیل انرژی هر جزء از مجموعه سیستم اعمال شد. همچنین تحلیل ترمودینامیکی در شرایط طراحی انجام شده و در آن اثر نسبت فشار کمپرسور، دمای ورودی به توربین و دمای ورودی به موتور (دمای محیط) بر میزان نیروی رانشی ویژه، راندمان‌های انرژی و تخریب انرژی مورد بررسی قرار گرفته شده است. نتایج نشان داد که محفظه احتراق به دلیل بازگشت‌ناپذیری‌های زیاد به عنوان بزرگ‌ترین تخریب‌کننده انرژی شناخته شده است و کارآمدترین اجزاء از نظر میزان انرژی تخریبی به ترتیب نازل خروجی، دیفیوزر، توربین و کمپرسور معرفی شده است.

واژه‌های کلیدی: تحلیل انرژی - تحلیل انرژی - موتور توربوجت - توربین گاز

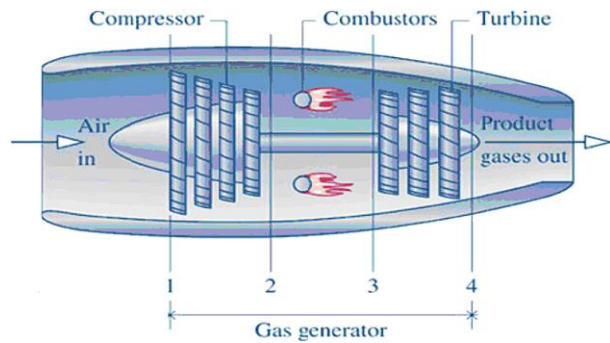
۱- مقدمه

توربین‌های گازی در سال‌های اخیر به طور گسترده در تولید برق و صنایع هوایی استفاده می‌شوند. توربین‌گاز به دلیل تولید قدرت بالا و نیروی رانش ویژه بالا برای هواپیماها به طور قابل توجهی برای صنایع هوایی کاربرد دارد. ساده‌ترین نوع توربین‌های گازی موتورهای توربوجت است و اساس دیگر موتورهای جت شامل توربوفن، توربوشفت، پراپ‌فن، توربوپراپ انواع پیشرفته توربوجت‌ها هستند. اساس کار موتور توربوجت در هواپیماهای مسافربری و نظامی توسط نیروی رانشی می‌باشد [۱]. موتور توربوجت امکان تغییرات ناگهانی ارتفاع را فراهم می‌کند که می‌توان نیروی رانشی را برای شرایط پرواز با سرعت بالا فراهم کرد [۲]. این نوع موتور در مقایسه با توربین بخار در دماهای بالاتر و فشار کمتر کار می‌کند و دمای بالا بر توربین تأثیر می‌گذارد، بنابراین مواد مقاوم در برابر حرارت در توربین مورد نیاز است. به دلیل اتصال

هم‌زمان به جو با وجود سرعت بالا باعث ایجاد سر و صدا می‌شود. موتور توربوجت با سیکل برایتون کار می‌کنند و با نسبت فشار بالاتر منجر به بازده کلی بالاتری می‌شوند [۳]. این سیستم باید به طور اقتصادی و کارآمد، در حالی که کمترین تأثیر بر محیط زیست ایجاد کند، مورد استفاده قرار گیرد. برای سازگاری این سیستم با محیط و مقرون به صرفه، باید بازده سیستم را به حداکثر رساند و تخریب انرژی را کاهش داد و نرخ هزینه سیستم به حداقل برسد. در سال‌های اخیر مصرف سوخت این سیستم‌ها افزایش یافته است و علاوه بر این که باعث ورود آلاینده‌ها به هوا شده، باعث افزایش گازهای گلخانه‌ای شده است. با بهبود کارایی مصرف سوخت، می‌توان با کاهش اثر زیست‌محیطی آلاینده‌ها، روند مشکلات زیست‌محیطی را کاهش داد [۱]. توران و همکاران (Turan) [۴] عملکرد انرژی موتور توربوجت تحت پارامترهای طراحی مختلف مانند عدد ماخ پرواز، دمای ورودی توربین، نسبت فشار کمپرسور را مطالعه کردند و به این نتیجه رسیدند که بهبود انرژی سیستم با افزایش ماخ بالاتری روبرو است. کوبان و همکاران (Coban) [۵] تحلیل انرژی و اقتصادی برای موتور توربوجت با مقیاس کوچک، که با سوخت‌زیستی و سوخت‌هوامی معمولی تزریق شده به سیستم را با هم مقایسه کردند. نتایج نشان داد که هزینه رانش سوخت جت کمتر از سوخت زیستی معمولی است. تورگوت و همکاران (Turgut) [۶] تجزیه و تحلیل انرژی برای موتور توربوفن را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که راندمان انرژی و تخریب انرژی برای اجزای توربوماشین مورد بررسی قرار گرفته، بیشترین تلفات انرژی در فن و اگزوز موتور وجود دارد. توپال و همکاران (Topal) [۷] تجزیه و تحلیل انرژی یک موتور جت را بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که افزایش فشار کلی و افزایش دمای خروجی احتراق، راندمان انرژی افزایش یافته است. بالی و همکاران (Balli) [۸] تجزیه و تحلیل انرژی یک موتور توربوپراپ را با دما و فشار معین بررسی کردند و به این نتیجه رسیدند که محفظه احتراق بیشترین تخریب انرژی و کمترین راندمان انرژی نسبت به قسمت‌های موتور را دارد. آماتی و همکاران (Amati) [۹] تجزیه و تحلیل انرژی یک وسیله مافوق صوت اسکریم‌جت را انجام دادند و راه‌های مختلف سوخت‌رسانی را تحقیق کردند و به این نتیجه رسیدند که با اصلاح کیفیت سوخت به دلیل احتراق بهتر در محفظه احتراق، رانش بالاتری دارد. اکراتالشیان (Ekrataleshian) [۱۱] یک موتور توربوجت را به صورت انرژی، انرژی و اقتصادی بررسی کرده و به این نتیجه رسیده است که نسبت فشار و عدد ماخ و دمای ورودی توربین بر عملکرد کل سیستم تأثیر می‌گذارد. خلاصه مطالعات ترمودینامیکی مهم انجام شده در راستای سیستم‌های پیش‌رانشی در جدول (۱) آورده شده است. در این پژوهش تحلیل و مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور توربوجت به صورت انرژی و انرژی بررسی

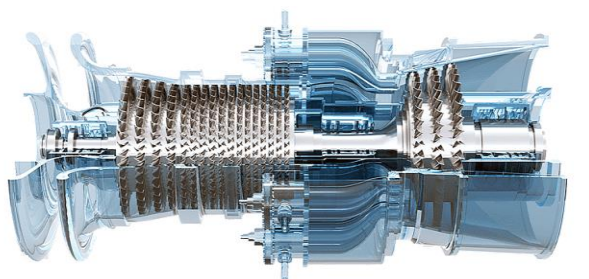
نسبتاً بالا که از مراحل توربین فشار بالای یک موتور توربوجت از محفظه احتراق عبور می‌کند، تأثیر مستقیمی بر عملکرد و کارایی توربین‌گاز دارد که ممکن است در درازمدت طول عمر آن، پره‌های توربین را مختل کند. پره‌های توربین، انرژی را از گاز با دمای بالا استخراج می‌کنند و انرژی جنبشی سیال کاری را به طبقات کمپرسور منتقل می‌کنند، جایی که نیروی رانش به جلو را فراهم می‌کند و محور توربین را می‌چرخاند که پره‌های فن کمپرسور فشار بالا و فشار پایین را به حرکت در می‌آورد. با این حال، توانایی مواد برای مقاومت در برابر این دمای بالا بر اساس ویژگی‌های این گونه مواد است که می‌توان آن را به پیشرفت در انتخاب مواد، تکنیک‌های بهبود از نظر محافظت از سطح و خنک‌سازی و همچنین فرآیندهای تولیدی نسبت داد [۱۹].

شکل شماره ۲ شماتیکی از سیستم موتور توربوجت که اجزای آن به صورت زیر است: الف) موتور توربوجت، شامل کمپرسور (۱-۲)، محفظه احتراق (۲-۳) و توربین (۳-۴). ب) سیستم سوخت شامل مخزن، پمپ سوخت، شیر کنترل دریچه و شیر برقی. ج) سیستم استارت و جرقه‌زنی با موتور استارت، سوپاپ سوخت کمکی و درپوش مشعل. د) ابزار اندازه‌گیری و کنترل با دما، دبی، سرعت و فشار.



شکل ۲- اجزای موتور توربوجت [۲۰]

سیال در چرخه محیط کار (هوا) در معرض تغییرات حالت زیر است: الف) فشرده‌سازی آدیاباتیکی هوای سرد در کمپرسور از فشار محیط (P_1) به فشار (P_2) و در نتیجه افزایش دما از (T_1) به (T_2). ب) گرمایش هم‌فشار هوا بین دماهای (T_2) و (T_3) توسط گرمای ورودی. گرما از طریق احتراق سوخت با اکسیژن اتمسفر در محفظه احتراق تأمین می‌شود. ج) توربین در مجاورت محفظه احتراق قرار دارد و مقدار قابل توجهی گرما دریافت می‌کند. انبساط هوای گرم در توربین باعث کاهش فشار می‌شود. خروجی توربین تا فشار محیط منبسط می‌شود. در طی این فرآیند دما از (T_3) به (T_4) کاهش می‌یابد. در این فرآیند، گرمای باقی‌مانده به اتمسفر تخلیه می‌شود و خروجی مکانیکی به دست آمده در توربین، کمپرسور را به حرکت در می‌آورد. [۲۰]. در شکل ۳ شماتیک واقعی موتور توربوجت نمایان است.



شکل ۳- نمای واقعی موتور توربوجت [۲۱]

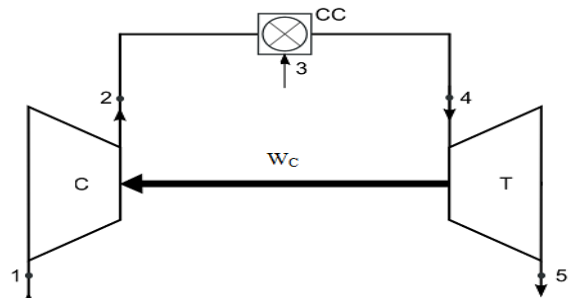
شده است. تأثیر نسبت فشار و دمای ورودی به توربین بر روی پارامترهای سیستم همچون نیروی رانش ویژه، راندمان انرژی و تخریب انرژی بررسی شده و این به عنوان یک نوآوری در این مقاله به کار برده شده است.

جدول شماره (۱) خلاصه‌ای از مطالعات ترمودینامیکی بر اساس نوع تحلیل

منبع	نوع تحلیل	نوع موتور
[۱۰]	انرژی، انرژی، اقتصادی	جت هواپیما
[۱۱]	انرژی، انرژی، اقتصادی	توربوپراپ
[۱۲، ۴]	انرژی، انرژی	توربوجت
[۱۳]	انرژی	توربوجت
[۸]	انرژی و پیشرفته	توربوپراپ
[۱۴]	انرژی، اقتصادی	توربوپراپ
[۱۵]	انرژی، انرژی	توربوپراپ
[۱۸، ۱۶]	انرژی / بهینه‌سازی	توربوجت

۲- ترکیب بندی سیستم

توربین‌گاز بر اساس سیکل باز عمل می‌کند که در این چرخه کار از محیط گرفته شده و به آن بازگردانده می‌شود. در شکل ۱ شماتیک سیکل توربین گاز نمایش داده شده است.



شکل ۱- شماتیک سیکل باز توربین گاز [۳]

در چرخه‌های باز، سیستم به صورت مستقیم با محیط سروکار دارد. سیال کاری از محیط گرفته شده و به محیط بازگردانده می‌شود. در چرخه باز، فشرده‌سازی درون کمپرسور به صورت یک فرآیند آدیاباتیکی از فشار اولیه ($P_{C,in}$) به فشار ثانویه ($P_{C,out}$) انجام می‌شود و در نهایت دما از حالت ($T_{C,in}$) به حالت ($T_{C,out}$) افزایش می‌یابد. هوا در یک فرآیند فشار ثابت گرم می‌شود تا دما از حالت ($T_{CC,in}$) به حالت ($T_{CC,out}$) برسد. گرما از احتراق سوخت با اکسیژن موجود در محفظه احتراق حاصل می‌شود. گازهای داغ در توربین منبسط می‌شوند و در نتیجه فشار کاهش می‌یابد. فشار خروجی توربین برابر با فشار اتمسفر است. در این شرایط دما از (T_3) به (T_4) کاهش می‌یابد [۳]. موتور توربوجت، یک نیروگاه هوایی کوچکی است، نه تنها تراست مورد نیاز هواپیما برای رانش را ایجاد می‌کند، بلکه قدرتی را نیز تولید می‌کند که عملکرد سایر اجزای هواپیما را ممکن می‌سازد. یک موتور جت معمولی با اصل قانون سوم حرکت نیوتن کار می‌کند یعنی نیروی معینی که بر جسم وارد می‌شود، همان نیروی عمل برابر با عکس‌العمل و خلاف جهت آن را ایجاد می‌کند. موتور توربوجت از یک توربین محوری با یک کمپرسور شعاعی جفت شده مستقیم و یک محفظه احتراق حلقوی تشکیل شده است. گاز با دمای

۳- فرضیات

فرضیات حاکم در تحلیل سیستم پیشنهادی عبارتند از:

- جریان سیال در کلیه اجزای سیکل به صورت حالت پایدار در نظر گرفته شده است.
- رفتار تمامی گازها ایده آل فرض شده است.
- سوخت تزریق شده به محفظه احتراق، نفت سفید است.
- میزان ارزش حرارتی پایین سوخت برابر ۴۲۵۸۰ کیلوژول بر کیلوگرم در نظر گرفته شده است.
- از اثرات مربوط به خنک کاری توربین و کمپرسور صرف نظر شده است.
- از نشتی گاز داخل سیستم به بیرون صرف نظر شده است.
- از تغییرات انرژی‌های جنبشی و پتانسیل و انرژی‌های مربوط به آنها صرف نظر شده است.
- شرایط محیطی (دما و فشار) با شرایط ورود به کمپرسور یکسان فرض شده است.
- جریان سیال درون کمپرسور و توربین به ترتیب آدیباتیک و غیرآدیباتیک فرض شده است.
- دما و فشار حالت مرده (محیط) به ترتیب برابر ۲۵ درجه سانتی‌گراد و ۱۰۱ کیلوپاسکال در نظر گرفته شده است.

۴- فرمول‌ها و روابط

۴-۱- تحلیل انرژی

در این پژوهش اجزای موتور توربوجت بررسی می‌شود. در این سیستم سیکل به صورت باز عمل می‌کند و فرض بر این است که تمام فرآیندها در حالت ایده آل کار می‌کنند زیرا در این حالت درک راحت‌تر بر مسئله وجود دارد ولی در یک موتور واقعی، برگشت‌ناپذیری وجود خواهد داشت و عواملی که یک موتور واقعی به وجود می‌آوردند عبارتند از ویسکوزیته، تلفات، تلفات حرارتی، عوامل شیمیایی و ... با توجه بر قانون اول ترمودینامیک، معادله تعادل انرژی برای حجم کنترل را می‌توان به صورت زیر نوشت [۲۰]:

$$\dot{Q} - \dot{W} = \Delta \dot{E} \quad (1)$$

تفاوت بین انرژی ورودی و خروجی یک سیستم در اثر تبادل حرارتی و کاری با محیط اطراف ایجاد می‌شود. برای مدل‌سازی اجزای موتور توربوجت مقادیر نرخ آنتالپی، نرخ انرژی گرمایی، سرعت ورودی و خروجی هر جزء با معادلات زیر محاسبه می‌شود. اجزای موتور توربوجت مورد بررسی عبارتند از کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و نازل است.

- کمپرسور (C)

$$\frac{p_2}{p_1} = cr \quad (2)$$

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 = \dot{m}_a \quad (3)$$

$$\dot{W}_c = \dot{m}_a (c_{p,2} \cdot T_2 - c_{p,1} \cdot T_1) \quad (4)$$

که در آن cr ، \dot{m}_a و \dot{W}_c نشان‌دهنده فشار، نسبت فشار، سرعت جریان جرمی هوا و کار کمپرسور است و در این جا کمپرسور آدیباتیک در نظر گرفته می‌شود.

- محفظه احتراق (CC)

$$\dot{E}_f = \dot{m}_f \cdot LHV \quad (5)$$

$$\dot{m}_a + \dot{m}_f = \dot{m}_g \quad (6)$$

\dot{m}_g و LHV بیانگر نرخ جریان جرمی سوخت، ارزش حرارتی پایین سوخت و نرخ جریان جرمی گاز (محصولات احتراق) هستند.

- توربین گاز (GT)

$$\dot{m}_3 = \dot{m}_4 = \dot{m}_g \quad (7)$$

$$\dot{W}_{GT} = \dot{m}_g (c_{p,3} \cdot T_3 - c_{p,4} \cdot T_4) - \dot{Q}_{loss} \quad (8)$$

$$\dot{W}_{GT} = \dot{W}_c \quad (9)$$

\dot{W}_{GT} نرخ کار توربین گاز است و توربین گاز به صورت غیر آدیباتیک فرض می‌شود. ممکن است نمونه آزمایشگاهی این مقاله وجود داشته باشد. اتلاف حرارتی \dot{Q}_{loss} به دلیل گرمای خارج شده از محفظه احتراق رخ می‌دهد و کار به دست آمده برابر با کار کمپرسور است.

$$F = \dot{m}_a \cdot (v_5 - v_0) + A_5 \cdot (p_5 - p_0) \quad (10)$$

F نشان دهنده رانش است. v_0 و v_5 سرعت گاز احتراق در خروجی مدل و ورودی موتور توربوجت هستند. A_5 سطح مقطع خروجی نازل است. از آنجایی که ورودی و خروجی نازل در فشار محیط است و سرعت گازهای خروجی از اگزوز کم است، باعث تلفات انرژی بالا در نازل و در نتیجه باعث تخریب اگزوزی بالا می‌شود. ولی با این حال در هنگام مقایسه اجزای موتور توربوجت، نتایج انرژی و اگزوزی نازل در نظر گرفته می‌شود.

۴-۲- تحلیل اگزوزی

در روش تحلیل اگزوزی، قانون دوم ترمودینامیک با فرض پیوستگی جرم و انرژی اعمال می‌شود. در قسمت جنبشی و پتانسیل انرژی برابر با مقدار اگزوزی است [۲۲].

$$\dot{E}_{k,i} = \dot{E}X_{k,i} \quad (11)$$

$$\dot{E}_{p,i} = \dot{E}X_{p,i} \quad (12)$$

آنتالپی جریان در یک سیستم را نمی‌توان به طور کامل به کار تبدیل کرد و برگشت‌ناپذیری وجود دارد و این برگشت‌ناپذیری به دلیل اصطکاک، انبساط نامتعادل، ترکیب دو جریان، انتقال حرارت در اختلاف دمای محدود، مقاومت الکتریکی، تغییر شکل الاستیک جامدات و واکنش‌های شیمیایی است. اگزوزی فیزیکی جریان را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{E}X_{ph,i} = \dot{m}_i \cdot [(h_i - h_0) - T_0 (s_i - s_0)] \quad (13)$$

s بیانگر آنتروپی در حالت i است. مقادیر اگزوزی جنبشی و پتانسیل در کمپرسور، محفظه احتراق و توربین گاز نادیده گرفته شده و صفر فرض شده است. برگشت‌ناپذیری‌ها در محاسبات با تعریف کارایی‌ها در نظر گرفته می‌شوند. هر جزء از موتور توربوجت با استفاده از معادلات زیر تجزیه و تحلیل می‌شود:

$$\dot{E}X_{in,i} = \dot{E}X_{out,i} + \dot{E}X_{D,i} \quad (14)$$

$$\psi = \frac{\dot{P}}{\dot{F}} \quad (15)$$

$$\dot{E}X_i = \dot{m}_i \cdot [c_{p,i} (T_i - T_0) - T_0 (s_i - s_0)] \quad (16)$$

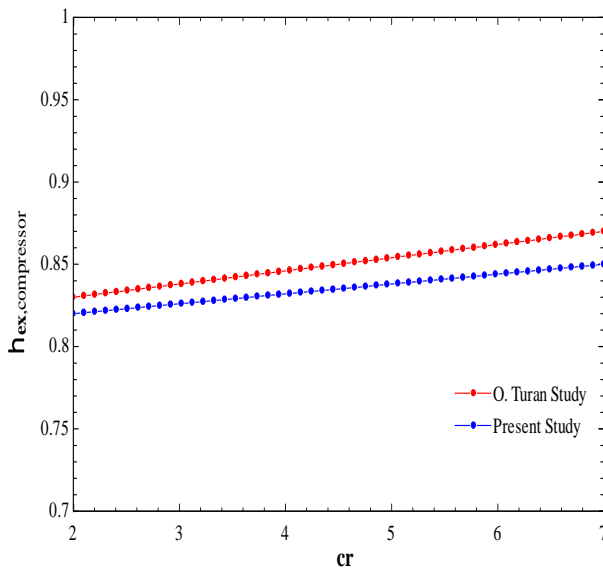
$$s_i - s_0 = [c_{p,i} \cdot \ln \frac{T_i}{T_0} + R \cdot \ln \frac{p_i}{p_0}] \quad (17)$$

معادلات اگزوزی با تعریف جریان‌های تخریب اگزوزی ($\dot{E}X_{D,i}$)، ورودی ($\dot{E}X_{in,i}$) و خروجی ($\dot{E}X_{out,i}$) که در حجم کنترل بررسی شده در حالت i مشاهده می‌شوند، ساخته می‌شوند.

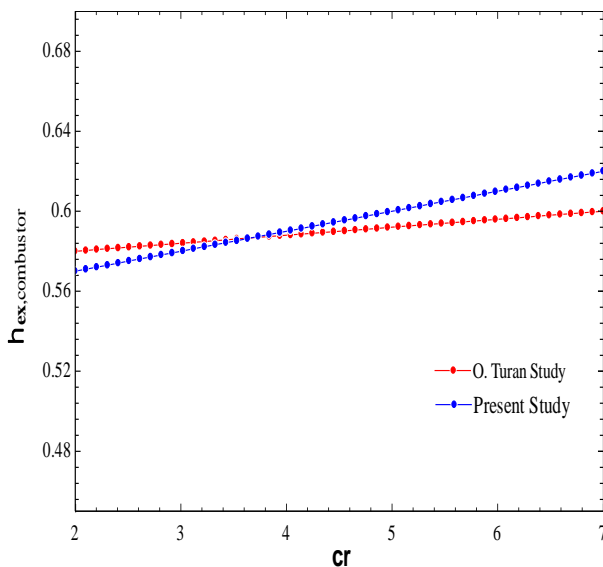
ψ راندمان اگزوزی است که بر اساس محصول و سوخت محاسبه می‌شود که در آن \dot{P} و \dot{F} فرم‌های محصول و نرخ سوخت هستند. از آنجایی که مقادیر اگزوزی جنبشی و پتانسیل برای حجم‌های کنترلی کمپرسور، محفظه احتراق و توربین گاز نادیده گرفته می‌شود، نرخ اگزوزی جریان برابر با نرخ اگزوزی فیزیکی جریان است.

$\dot{E}X_i$ نرخ اگزوزی در حالت i و R ثابت گاز ایده آل هوا است. معادلات مؤلفه‌ها به صورت زیر ارائه می‌شود.

شده‌اند. در این اعتبارسنجی، داده‌های ورودی مقاله توران، معیار قرار داده شده است. لازم به ذکر است از آنجایی که دما و فشار ورودی و خروجی اجزاء موتور در روابط انرژی وجود دارند، بنابراین با اعتبارسنجی انرژی اجزای موتور، دما و فشار آن‌ها نیز اعتبارسنجی می‌شوند. به همین دلیل از ارائه اعتبارسنجی جداگانه برای پارامترهای دما و فشار هر کدام از اجزاء موتور صرف‌نظر شده است. شکل‌های ۴، ۵ و ۶ به ترتیب راندمان‌های انرژی در کمپرسور، محفظه احتراق و توربین را نشان می‌دهند. با توجه به نمودارها مشاهده می‌شود، نتایج خروجی از تطابق خوبی برخوردار می‌باشند. به طوری که درصد خطا در راندمان انرژی کمپرسور ۲/۶٪، خطا در راندمان انرژی محفظه احتراق ۳/۸٪ و خطا در راندمان انرژی توربین ۱/۷٪ خطا می‌باشد. خطای هر چند کم ایجاد شده می‌تواند به دلیل تفاوت در گرد کردن اعداد و محاسبه آن‌ها باشد.



شکل ۴- اعتبارسنجی راندمان انرژی کمپرسور محاسبه شده در این مطالعه با مطالعه توران



شکل ۵- اعتبارسنجی راندمان انرژی محفظه احتراق محاسبه شده در این مطالعه و حل شده توسط توران

• کمپرسور (C)

$$\dot{E}x_1 = 0 \quad (18)$$

$$\dot{W}_C + \dot{E}x_1 = \dot{E}x_2 + \dot{E}x_{D,C} \quad (19)$$

از آنجایی که ورودی کمپرسور در شرایط محیطی است، پتانسیل کاری وجود ندارد و نرخ انرژی در حالت ۱ صفر است.

• محفظه احتراق (CC)

$$\varepsilon_f = \phi \cdot LHV \quad (20)$$

$$\dot{E}x_f = \dot{m}_f \cdot \varepsilon_f \quad (21)$$

$$\dot{E}x_2 + \dot{E}x_f = \dot{E}x_3 + \dot{E}x_{D,CC} \quad (22)$$

ϕ ، LHV و $\dot{E}x_f$ نشان‌دهنده انرژی ویژه، ضریب انرژی شیمیایی، ارزش حرارتی پایین و نرخ انرژی سوخت هستند.

انرژی گازهای احتراق، انرژی مورد نیاز موتور توربوجت برای به دست آوردن کار برای به کار انداختن کمپرسور و سپس رانش، برای حرکت در هوا است.

• توربین گاز (GT)

$$\dot{E}x_3 = \dot{E}x_4 + \dot{W}_{GT} + \dot{E}x_{D,GT} \quad (23)$$

گازهای با دمای بالا و فشار بالا، توربین گاز را به کار می‌گیرند و برای به حرکت درآوردن کمپرسور منبسط می‌شوند. گازهای خروجی از توربین گاز در دمای بالا هستند و باعث تلفات انرژی می‌شوند. نرخ انرژی اتلاف حرارت در توربین غیر آدیاباتیک با عبارت تخریب انرژی بیان می‌شود. نازل قطعه‌ای است که در آن سرعت گازها به مقدار قابل توجهی افزایش می‌یابد. تکانه گازهای احتراق منجر به رانش می‌شود.

بازده انرژی اجزای موتور توربوجت با فرمول زیر محاسبه می‌شود.

$$\psi_j = \frac{\dot{E}x_{out,j}}{\dot{E}x_{in,j}} \quad (24)$$

بازده انرژی جزء j^{th} با نسبت بین مجموع جریان‌های خروجی و مجموع جریان‌های ورودی محاسبه می‌شود. راندمان انرژی موتور توربوجت را می‌توان به صورت زیر تعیین کرد.

$$\psi_{JE} = \frac{\dot{T}}{\dot{E}x_f} \quad (25)$$

جایی که \dot{T} قدرت رانش را بیان می‌کند. با رابطه زیر محاسبه می‌شود.

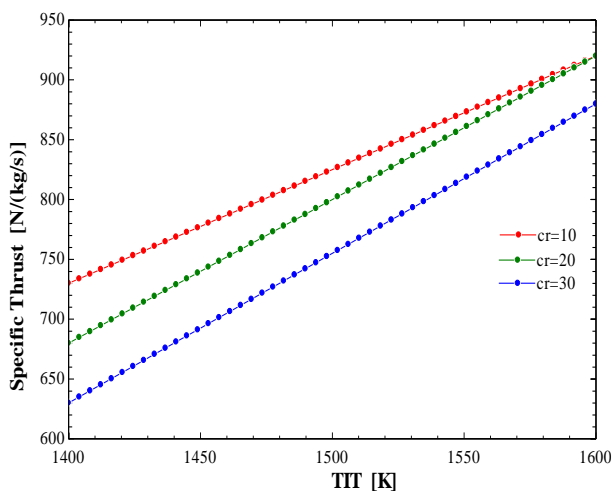
$$\dot{T} = F \cdot v_5 \quad (26)$$

F نشان‌دهنده رانش و v_5 نشان‌دهنده سرعت خروج گازهای خروجی از نازل است.

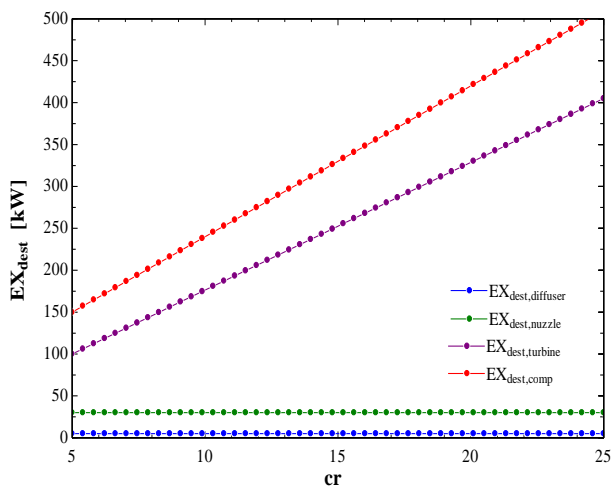
۵- نتایج و بحث‌ها

در این مطالعه، از نرم‌افزار کدنویسی مربوطه (EES) جهت مدل‌سازی ترمودینامیکی سیستم (تحلیل انرژی و انرژی) استفاده شده است. برای این امر ابتدا با بکارگیری قانون اول ترمودینامیک، خروجی‌های سیستم نسبت به پارامترهای ورودی تعیین شدند و هم‌زمان قانون دوم ترمودینامیک جهت تحلیل انرژی هر جزء از مجموعه سیستم اعمال شد. با در نظر گرفتن مدل ارائه شده برای موتور توربوجت، می‌توان تأثیر عملکرد متغیرهای مختلف را بر عملکرد کلی سیستم، مورد بررسی قرار داد. متغیرهای مورد بررسی نسبت فشار کمپرسور و دمای ورودی به توربین گازی است. برای اطمینان در صحت روند محاسبات، مقاله حاضر با مقاله توران که یک مقاله معتبر در زمینه موتورهای پیش‌رانش هوایی می‌باشد، اعتبارسنجی شده است. راندمان انرژی اجزاء مختلف توربوجت که در مقاله او بررسی شده، با مطالعه حاضر مقایسه

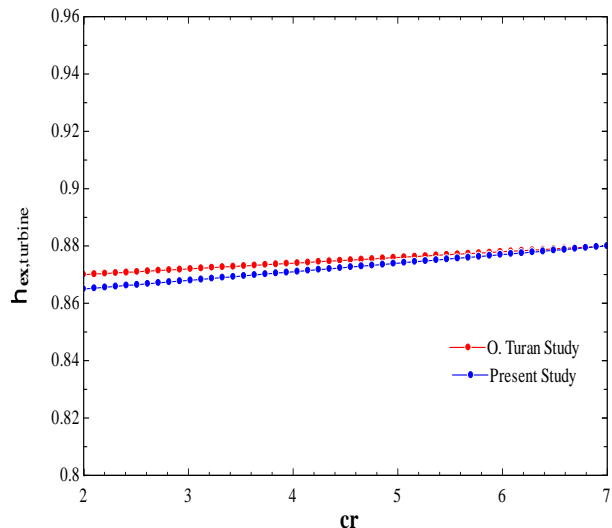
می‌شود که افزایش نسبت فشار کمپرسور باعث افزایش تخریب آگزروی اکثر اجزای موتور شده است. اجزایی از موتور که در پیش از کمپرسور قرار گرفته‌اند (مانند دیفیوزر)، تحت تأثیر تغییرات قرار ندارند. با افزایش نسبت فشار، دما و فشار خروجی از کمپرسور افزایش یافته و جریان گرم‌تری وارد محفظه احتراق می‌شود. در نتیجه، توان مصرفی کمپرسور که به عنوان یکی از عوامل تأثیرگذار در تخریب آگزروی است، افزایش یافته و کار مورد نیاز برای گردش کمپرسور بیشتر می‌شود که این امر متناسب با خواسته طرح نیست، چرا که باعث تأثیر منفی بر دسترسی‌پذیری نهایی کمپرسور شده و موجب می‌شود که تخریب آگزروی این جزء از موتور افزایش یابد. اجزایی مانند توربین‌ها که در ارتباط توانی مستقیم با کمپرسورها هستند نیز از این قاعده مستثنی نبوده و با افزایش تخریب آگزروی مواجه شده‌اند. باید توجه داشت که نتایج شبیه‌سازی نشان داد که مقدار تخریب آگزروی در محفظه احتراق بسیار بیشتر از بقیه اجزای موتور بوده است. همچنین افزایش نسبت فشار در محفظه احتراق باعث کاهش تخریب آگزروی می‌شود. زیرا می‌توان گفت که با افزایش نسبت فشار، جریان ورودی به محفظه احتراق گرم‌تر شده و اختلاف آن با دمای خروج از محفظه احتراق که عددی ثابت فرض شده نیز کمتر می‌شود و در نتیجه باعث کاهش هم‌زمان سوخت تزریقی و تخریب آگزروی می‌گردد.



شکل ۸- نمودار بررسی اثر دمای ورودی به توربین در چند نسبت فشار کمپرسور بر نیروی رانشی ویژه

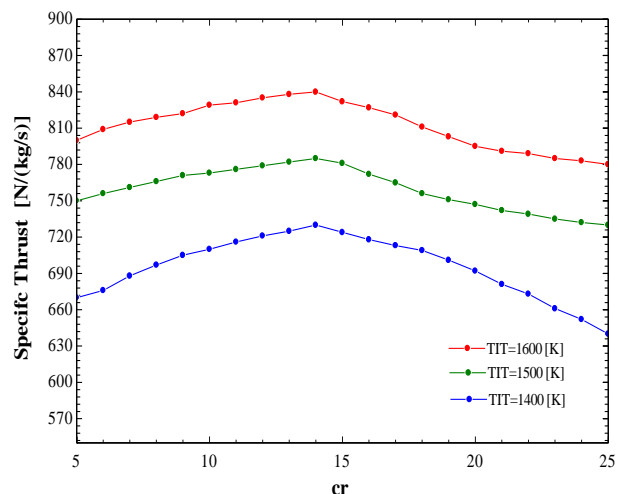


شکل ۹- نمودار بررسی اثر نسبت فشار کمپرسور بر تخریب آگزروی هر یک از اجزای موتور



شکل ۱۰- اعتبارسنجی راندمان آگزروی توربین محاسبه شده در این مطالعه و حل شده توسط توران

شکل ۷ نمودار بررسی اثر نسبت فشار کمپرسور در چند دمای ورودی به توربین بر نیروی رانشی ویژه موتور را نشان می‌دهد. از این نمودار، می‌توان دریافت که با افزایش نسبت فشار، سوخت تزریقی به محفظه احتراق پیوسته کاهش خواهد یافت که این امر باعث کاهش نیروی رانشی ویژه می‌شود. همچنین با افزایش نسبت فشار، رفتار سرعت خروجی به گونه‌ای است که تا یک نسبت فشار معین افزایش و بعد از آن کاهش می‌یابد. رفتار سرعت خروجی بر رفتار سوخت تزریقی غلبه کرده و در نتیجه نیروی رانشی ویژه نیز ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد.



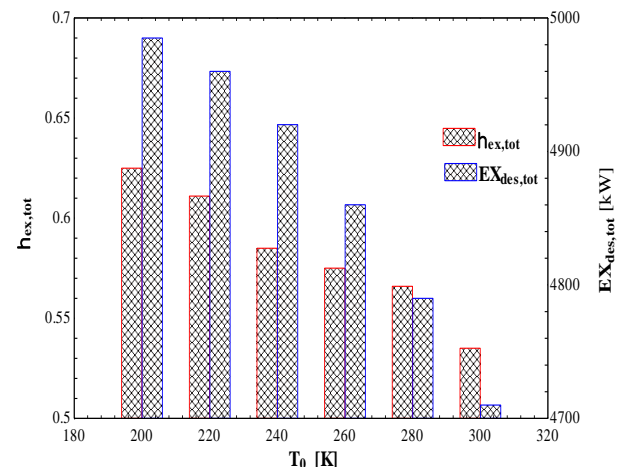
شکل ۱۱- نمودار بررسی اثر نسبت فشار کمپرسور در چند دمای ورودی به توربین گاز بر نیروی رانشی ویژه موتور

شکل ۸ نمودار بررسی اثر دمای ورودی به توربین در چند نسبت فشار کمپرسور بر نیروی رانشی ویژه را نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار با افزایش مداوم دمای ورودی به توربین گاز، دبی جرمی سوخت تزریقی و سرعت خروجی موتور افزایش می‌یابند. در نتیجه، نیروی رانشی ویژه نیز تحت تأثیر افزایش سرعت خروجی و دبی جرمی سوخت افزایش خواهد یافت. همچنین در شکل ۹ نمودار بررسی اثر نسبت فشار کمپرسور بر تخریب آگزروی هر یک از اجزای موتور آورده شده است. با دقت در این نمودار مشاهده

۷- مراجع

- [1] Ekralesian, A., F. Pourfayaz, and M.H. Ahmadi, *Thermodynamic and thermo-economic analyses and energetic and exergetic optimization of a turbojet engine*. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2021. **145**(3): pp. 909-923.
- [2] Soner, Ş., *Thermodynamic analysis of a small-scale gas turbine jet engine*. International Journal of Aeronautics and Astronautics, 2021. **2**(1): pp. 14-17.
- [3] Yücer, C.T., *Exergetic sustainability assessment of a gas turbine jet engine at part loads*. Anadolu University Journal of Science and Technology A-Applied Sciences and Engineering, 2017. **18**(5): pp. 1018-1030.
- [4] Turan, O., *Exergetic effects of some design parameters on the small turbojet engine for unmanned air vehicle applications*. Energy, 2012. **46**(1): pp. 51-61.
- [5] Coban, K., et al., *Exergetic and exergoeconomic assessment of a small-scale turbojet fuelled with biodiesel*. Energy, 2017. **140**: pp. 1358-1367.
- [6] Turgut, E.T., et al., *Exergy analysis of a turbofan aircraft engine*. International Journal of Exergy, 2009. **6**(2): pp. 181-199.
- [7] Topal, A. and O. Turan, *On-design exergy analysis of a combustor for a turbojet engine: a parametric study*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2017. **89**(5): pp. 719-724.
- [8] Balli, O., *Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE)*. Energy, 2017. **124**: pp. 599-612.
- [9] Amati, V., et al., *Exergy analysis of hypersonic propulsion systems: Performance comparison of two different scramjet configurations at cruise conditions*. Energy, 2008. **33**(2): pp. 116-129.
- [10] Balli, O., et al., *Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE)*. International Journal of Exergy, 2008. **5**(5): pp. 567.
- [11] Aydin, H., et al., *Exergo-sustainability indicators of a turboprop aircraft for the phases of a flight*. Energy, 2013. **58**: pp. 550-560.
- [12] Balli, O., *Afterburning effect on the energetic and exergetic performance of an experimental turbojet engine (TJE)*. Int J Exergy, 2014. **14**(2): pp. 212-43.
- [13] Ehyaei, M.A., A. Anjiridezfuli, and M.A. Rosen, *Exergetic analysis of an aircraft turbojet engine with an afterburner*. Thermal science, 2013. **17**(4): pp. 1181-1194.
- [14] Aydin, H., et al., *Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C*. International Journal of Exergy, 2012. **11**(1): pp. 69-88.
- [15] Balli, O. and A. Hepbasli, *Energetic and exergetic analyses of T56 turboprop engine*. Energy conversion and management, 2013. **73**: pp. 106-120.
- [16] Noori, F., et al., *Thermodynamic optimization of ideal turbojet with afterburner engines using non-dominated sorting genetic algorithm II*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2010. **224**(12): pp. 1285-1296.
- [17] Atashkari, K., et al., *Thermodynamic Pareto optimization of turbojet engines using multi-objective genetic algorithms*. International Journal of Thermal Sciences, 2005. **44**(11): pp. 1061-1071.
- [18] Patel, V., V. Savsani, and A. Mudgal, *Efficiency, thrust, and fuel consumption optimization of a subsonic/sonic turbojet engine*. Energy, 2018. **144**: pp. 992-1002.
- [19] Essienubong, I.A., et al., *Material selection for high pressure (HP) turbine blade of conventional turbojet engines*. Am. J. Mech. Ind. Eng, 2016. **1**(1): pp. 1-9.

شکل ۱۰ بیانگر نمودار بررسی اثر دمای هوای ورودی به موتور بر تخریب انرژی کلی و راندمان انرژی کلی سیستم می‌باشد. با توجه به شکل می‌توان نتیجه گرفت که هر چه دمای هوای ورودی به موتور خنک‌تر باشد، اثر مثبتی بر افزایش راندمان انرژی کلی موتور دارد اما در عین حال به سبب ثابت بودن دمای ورودی به توربین، با خنک‌تر شدن هوای ورودی، موتور حجم سوخت بیشتری را برای رساندن دمای ورودی به توربین به عدد مدنظر، باید به محفظه احتراق وارد کند و افزایش دبی سوخت به منزله افزایش تخریب انرژی و به پیروی آن نیز افزایش تولید آنتروپی کلی سیستم خواهد بود.



شکل ۱۰- نمودار بررسی اثر دمای هوای ورودی به موتور بر تخریب انرژی کلی و راندمان انرژی کلی سیستم

۶- نتیجه‌گیری

در این مطالعه سعی شده است نتایج نسبتاً کاملی از تحلیل ترمودینامیکی موتور توربوجت ارائه گردد. در این راستا با بکارگیری قوانین اول و دوم ترمودینامیک موتور توربوجت مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته شده است. نتایج نشان داد که در کمترین نرخ تخریب انرژی کلی موتور که برابر ۲۶۲۷ کیلووات محاسبه شده است، بالاترین نرخ تخریب انرژی در میان اجزاء موتور در محفظه احتراق با بزرگی ۱۱۸۱ کیلووات رخ داده است. این روند در بسیاری از تحلیل‌ها تکرار شده است که در آن‌ها محفظه احتراق به دلیل بازگشت‌ناپذیری‌های فرآیند احتراق، به عنوان بزرگ‌ترین تخریب‌کننده انرژی شناخته شده است. همچنین نتایج نشان داد که افزایش دمای ورودی به توربین باعث افزایش راندمان انرژی کلی موتور شده و همچنین به دلیل افزایش دبی سوخت تزریقی به محفظه احتراق بر تخریب انرژی کلی موتور افزوده می‌شود. همچنین نتایج نشان داد که با افزایش مداوم دمای ورودی به توربین گاز، دبی جرمی سوخت تزریقی و سرعت خروجی موتور افزایش می‌یابد. در نتیجه، نیروی رانشی ویژه نیز تحت تأثیر افزایش سرعت خروجی و دبی جرمی سوخت افزایش خواهد یافت. همچنین افزایش نسبت فشار کمپرسور باعث بهبود عملکردهای انرژی و انرژی و انرژی موتور می‌شود، اما این افزایش با محدودیت‌های از قبیل افزایش وزن موتور روبه‌رو است که باید در طراحی لحاظ گردد. نتایج برآمده از تحلیل نشان می‌دهد که افزایش نسبت فشار کمپرسور، باعث کاهش نرخ تخریب انرژی کلی سیستم و افزایش راندمان انرژی کلی سیستم می‌گردد. در نهایت، نشان داده شد که با افزایش دمای ورودی به سیستم (دمای محیط) راندمان انرژی کلی و در عین حال نیز تخریب انرژی و به پیروی آن میزان آنتروپی تولیدی نیز کاهش خواهند یافت.

- [20] Yücer, C.T., *Thermodynamic analysis of the part load performance for a small scale gas turbine jet engine by using exergy analysis method*. Energy, 2016. **111**: pp. 251-259.
- [21] Boyce, M.P., *Gas turbine engineering handbook*. 2011: Elsevier.
- [22] Yücer, C.T., *Investigation Of The Performance For A Gas Turbine Jet Engine By Using Exergy Analysis Method*. Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi, 2019. **8**(1): pp. 405-411.